

Предотвращение чрезвычайных ситуаций на космических ракетных комплексах нормированием предельно допустимых значений метеорологических природных факторов

ISSN 1996-8493

© Технологии гражданской безопасности, 2023

М.И. Ломакин, А.Н. Миронов, О.Л. Шестопалова

Аннотация

Рассмотрены характеристики географического положения и климатических условий космодромов Российской Федерации. Установлено, что в ходе космической деятельности на космодромах возможны чрезвычайные ситуации метеорологического характера. Начальными событиями, инициирующими такие чрезвычайные ситуации, могут являться повреждения ракеты-носителя и технологического оборудования при транспортировании ракеты на старт, подготовке к пуску на старте и самом пуске, вызывающие пролив компонентов ракетного топлива с возможным заражением окружающей местности и пожарами. Для предотвращения подобных ситуаций рассмотрены подходы к нормированию предельно допустимых значений метеорологических природных факторов (скорости ветра и толщины снежного покрова) при транспортировании ракеты-носителя на старт и работах на старте.

Ключевые слова: чрезвычайная ситуация; метеорологические природные факторы; ракета-носитель; предельная скорость ветра; допустимая величина снегового покрова; несущая способность; устойчивость к опрокидыванию.

Prevention of Emergency Situations on Space Rocket Complexes by Rationing Maximum Permissible Values of Meteorological Natural Factors

ISSN 1996-8493

© Civil Security Technology, 2023

M. Lomakin, A. Mironov, O. Shestopalova

Abstract

Characteristics of geographical location and climatic conditions of the Russian Federation cosmodromes are considered. It has been established that meteorological emergencies are possible during space activities at spaceports. The initiating events to such emergencies may be damage to the launch vehicle and technological equipment during transportation of the rocket to the launch site, preparation for launch at the launch site and the launch itself, causing spill of rocket fuel components with possible contamination of the surrounding area and fires. To prevent such situations, approaches to rationing maximum permissible values of meteorological natural factors (wind speed and snow cover thickness) during transportation of the launch vehicle to the launch site and work at the launch site are considered.

Key words: emergency situation; meteorological natural factors; carrier rocket; maximum wind speed; permissible snow cover; load-bearing capacity; rollover stability.

15.08.2023

Введение

В настоящее время для выполнения запуска космических аппаратов в рамках Федеральной космической программы Российской Федерации задействуются различные космические ракетные комплексы, сосредоточенные на трех основных космодромах: Плесецк, Восточный и Байконур (рис. 1) [1].

Исторически места расположения космодромов выбирались, исходя из принципа максимальной удаленности от оживленных районов, как по соображениям безопасности, так и сохранения конфиденциальности космической деятельности. Метеорологические условия в этих районах отличаются от нормальных и могут послужить в определенных обстоятельствах причиной возникновения чрезвычайных ситуаций (ЧС) при пуске ракет-носителей [2–4].

В таблице приведена краткая характеристика географического положения основных космодромов Российской Федерации и природных факторов метеорологического характера, действующих в районах дислокации космодромов [2].

Под «чрезвычайной ситуацией» принято понимать обстановку на определенной территории, сложившуюся в результате аварии, стихийного или иного бедствия,

которые могут повлечь или повлекли за собой человеческие жертвы, ущерб здоровью людей или окружающей природной среде, значительные материальные потери и нарушение условий жизнедеятельности населения [5, 6].

Чрезвычайные ситуации метеорологического характера при пуске ракет-носителей (РН) могут быть вызваны следующими причинами: повреждением РН и оборудования стартовых комплексов ветрами, ураганами, обильным снегопадом, метелями со скоростью выше 15 м/с. Начальными событиями, инициирующими ЧС, могут являться повреждения ракеты-носителя и технологического оборудования при транспортировании РН на старт, подготовке к пуску на старте и самом пуске, вызывающие пролив компонентов ракетного топлива с возможным заражением окружающей местности и пожарами [7–10]. На рис. 2 и 3 приведены примеры возникновения предпосылок к ЧС метеорологического характера.

Так, при пуске РН «Союз-2» 31 декабря 2011 года на космодроме Байконур из-за сильного бокового ветра во время пуска РН в результате отклонения ракеты от вертикального положения стартовому оборудованию газовой струей РН были нанесены аварийные повреждения (деформация несущей стрелы агрегата обслуживания).



Рис. 1. Расположение основных космодромов Российской Федерации



Рис. 2. Пример повреждения наземного технологического оборудования на стартовом комплексе из-за действия повышенной ветровой нагрузки

Космодромы РФ	Характеристика географического положения	Климатические условия
Плесецк	Расположение: центральная часть Архангельской области. Общая площадь: 1762 км ² ; протяжённость: 46 км — с севера на юг; 82 км — с востока на запад	Самый жаркий месяц — июль (средний температурный максимум — +20°C, минимум — +11°C.). Самый холодный месяц — январь (средний температурный максимум — -18°C, минимум — -12°C). Снежная часть года составляет 8,1 месяца (количество снега ≥ 25 мм). Наибольшее количество снеговых осадков — декабрь (среднее количество снега — 262 мм). Ветреная часть года — 5,8 месяца (с 20 октября по 12 апреля). Средняя скорость ветра ≥ 8,6 м/с. Самый ветренный месяц — январь (среднечасовая скорость ветра — 10,7 м/с.).
Восточный	Расположение: в 45 км севернее города Свободный на Дальнем Востоке в Амурской области. Общая площадь: 700 км ²	Абсолютный минимум температуры по результатам многолетних наблюдений составляет -49,0, абсолютный максимум — +39,1 °С. Среднемесячная температура: января — -25,6 °С, июля — +20,6°C. В апреле-мае отмечаются сильные ветры до 20 м/с
Байконур	Расположение: Кызылординская область Республики Казахстан. Общая площадь: 6717 км ² . Вместе с городом Байконур образуют комплекс «Байконур» (арендован РФ у Республики Казахстан на период до 2050 года)	Зимой морозы -25, -30 °С (с середины декабря по январь). Осадки в виде снега (толщина снежного покрова — до 20 см., за зиму 10–12 дней с метелями). Летом температура воздуха днем — 25–30 °С (максимальная — 40–43 °С). Поверхность почвы в жаркие дни прогревается до +60 °С. Осенью и зимой — сильные штормовые ветры со скоростью 15–20 м/с

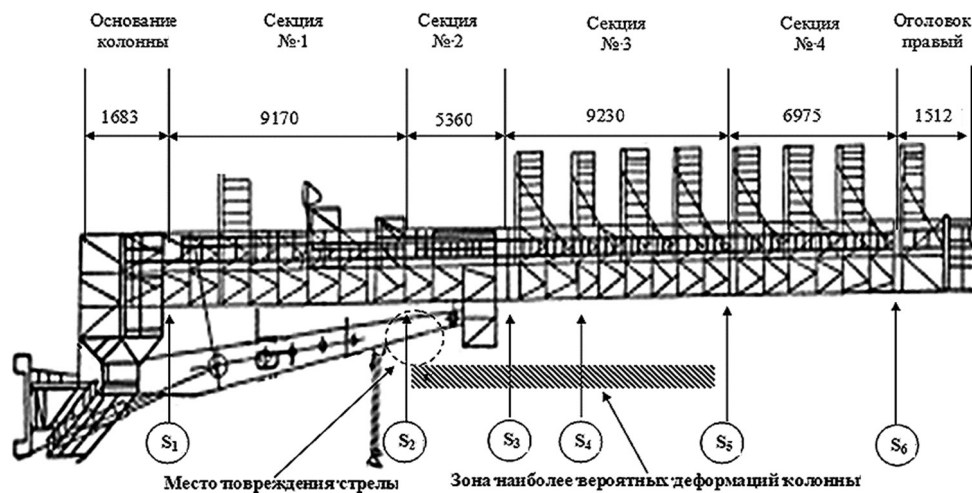


Рис. 3. Место повреждения несущей стрелы агрегата обслуживания на стартовом комплексе из-за действия повышенной ветровой нагрузки при пуске ракеты-носителя

Основные результаты

Очевидно, что для предотвращения аварийных ситуаций при подготовке к пуску и проведению пуска РН на СК необходимо нормировать предельно допустимые значения метеорологических природных факторов, в первую очередь: предельно допустимую скорость ветра и предельно допустимую толщину снежного покрова при транспортировании РН на старт и работах на старте.

Вначале определим *предельную скорость ветра, выше которой должно быть запрещено транспортирование ракеты-носителя с технического комплекса на стартовый комплекс* ввиду возрастания вероятности повреждений транспортного средства и ракеты-носителя, при которых могут реализоваться условия для пролива компонентов ракетных топлив.

Для проведения пуска собранная ракета-носитель транспортируется с технического комплекса (ТК) на стартовый комплекс (СК) на транспортно-установочной тележке (ТУТ) [11]. При этом в реальных метеорологических условиях на корпус РН

действуют силы ветровой нагрузки, вызывающие появление изгибающего момента перерезывающей силы, а также локальное нагружение силовых шпангоутов в местах их контакта с опорными ложементами [12, 13]. Допустим, что узлы крепления РН к платформе ТУТ допускают поперечную перегрузку n_z . При этом возникающие нагрузки на корпус РН не должны превышать несущей способности корпуса РН в случае действия массовых сил [12, 13]. Допустимая величина этих сил определяется по формуле:

$$F_z^{\text{д}} = g(m_{\text{сух}} + m_{\text{КГЧ}})n_z,$$

где:

- $m_{\text{сух}}$ — «сухая» масса незаправленной РН;
- $m_{\text{КГЧ}}$ — масса космической головной части;
- n_z — допустимая поперечная перегрузка;
- g — стандартное ускорение свободного падения, $g = 9,8 \text{ м/с}^2$.

Схема действия ветровой нагрузки на корпус РН показана на рис. 4, (а).

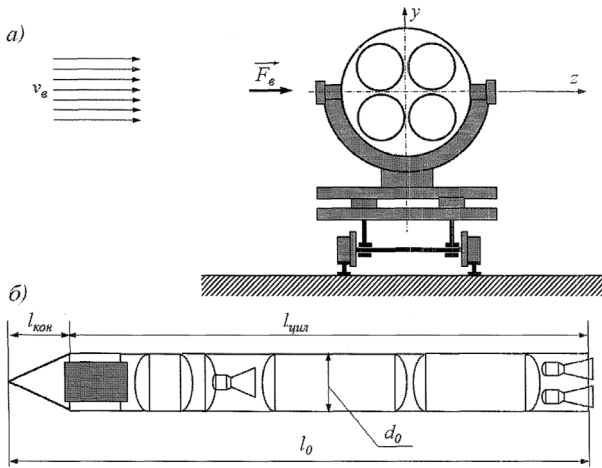


Рис. 4. (а) — схема действия ветровой нагрузки на корпус РН; б) — геометрические параметры РН, необходимые для определения площади миделя S_M

Величина ветровой нагрузки может быть получена из выражения:

$$F_B = C_z \rho_B \frac{v_B^2}{2} S_M,$$

где:

- C_z — коэффициент аэродинамической боковой силы;
- ρ_B — плотность воздуха;
- v_B — скорость ветра;
- S_M — площадь поперечного сечения РН в направлении ветра (площадь миделя).

При определении площади миделя S_M необходимо учитывать, что корпус РН имеет цилиндрическую и коническую части. Из рис. 4, б) можно определить, что S_M — площадь поперечного сечения РН в направлении ветра, рассчитывается как:

$$S_M = 2rl_{\text{цил}} + rl_{\text{кон}}, \text{ м}^2,$$

где:

- r — радиус ракеты;
- $l_{\text{цил}}$ — длина цилиндрической части ракеты космического назначения (РКН), вычисляемая как разность длины ракеты космического назначения l_0 (т.е. суммарной длины РН с пристыкованной космической головной частью (КГЧ) с обтекателем) и длины конической головной части головного обтекателя $l_{\text{ГОк}}$: $l_{\text{цил}} = (l_0 - l_{\text{ГОк}})$;
- $l_{\text{кон}}$ — длина конической части РКН, определяемая как $l_{\text{кон}} = l_{\text{ГОк}}$.

При описанных допущениях условие обеспечения несущей способности корпуса РН имеет следующий вид:

$$F_B \leq F_z^{\text{доп}}. \quad (1)$$

Соотношение (1) можно записать в следующем виде:

$$C_z \rho_B \frac{v_B^2}{2} S_M \leq (m_{\text{сух}} + m_{\text{КГЧ}}) n_z. \quad (2)$$

Тогда предельно допустимая скорость ветра может быть получена из выражения (2) следующим образом:

$$v_{\text{в доп}} = \sqrt{\frac{2g(m_{\text{сух}} + m_{\text{КГЧ}})n_z}{C_z \rho_B (2rl_{\text{цил}} + rl_{\text{кон}})}}. \quad (3)$$

Поясним определение предельной скорости ветра, выше которой должно быть запрещено транспортирование РН с ТК на СК, на числовом примере. Пусть заданы следующие исходные данные: «сухая» масса незаправленной РН $m_{\text{сух}} = 7,1 \cdot 10^3$ кг; масса КГЧ $m_{\text{КГЧ}} = 2,0 \cdot 10^3$ кг; допустимая поперечная перегрузка $n_z = 0,5$; стандартное ускорение свободного падения $g = 9,8$ м/с²; коэффициент аэродинамической боковой силы $C_z = 0,6$; плотность воздуха $\rho_B = 1,25$ кг/м³; длина РКН $l_0 = 32,4$ м; длина КГЧ головного обтекателя $l_{\text{ГОк}} = 2,9$ м; радиус ракеты $r = 1,2$ м.

Определим величину $l_{\text{цил}}$ — длины цилиндрической части ракеты космического назначения (РКН) по формуле: $l_{\text{цил}} = (l_0 - l_{\text{ГОк}}) = 32,4 - 2,9 = 29,5$ (м). Далее определим величину $l_{\text{кон}}$ — длины конической части РКН по формуле: $l_{\text{кон}} = l_{\text{ГОк}} = 2,9$ (м). Теперь рассчитаем значение предельно допустимой скорости ветра по формуле (3):

$$v_{\text{в доп}} = \sqrt{\frac{2 \times 9,8(7,1 \cdot 10^3 + 2,0 \cdot 10^3) \cdot 0,5}{0,6 \times 1,25 \cdot (2 \cdot 1,2 \cdot 29,5 + 1,2 \cdot 2,9)}} = \sqrt{1601} = 40 \text{ (м/с)}.$$

Далее определим предельно допустимую величину снегового покрова, возникающего на корпусе РН при нахождении ее на ТУТ в период снегопада.

В процессе нахождения ракеты-носителя на транспортно-установочной тележке в позиционном районе в зимнее время в период снегопада на корпусе РН возможно образование значительного снегового покрова, способного привести к потере несущей способности конструкции корпуса РН. Предельное дополнительное усилие к силе тяжести, которое воспринимает конструкция, с учетом исключения сосредоточенных масс определяется по формуле [12, 13]:

$$F^3 = (m_{\text{сух}} - m_{\text{ДВ1}} - m_{\text{ДВ2}})g(n_y - 1), \quad (4)$$

где:

- $m_{\text{сух}}$ — «сухая» масса РН;
- $m_{\text{ДВ1}}$ — масса двигателя первой ступени РН;
- $m_{\text{ДВ2}}$ — масса двигателя второй ступени РН;
- g — стандартное ускорение свободного падения;
- n_y — допускаемая поперечная перегрузка.

Снеговая нагрузка, действующая на корпус РН, может быть определена из выражения:

$$F_{\text{сн}} = g \rho_{\text{сн}} (l_0 - l_{\text{КГЧ}}) S_{\text{сн}}, \quad (5)$$

где:

- g — стандартное ускорение свободного падения;
- $\rho_{\text{сн}}$ — плотность снега;
- l_0 — длина РКН;
- $l_{\text{КГЧ}}$ — длина космической головной части (КГЧ);
- $S_{\text{сн}}$ — площадь сечения снегового покрова.

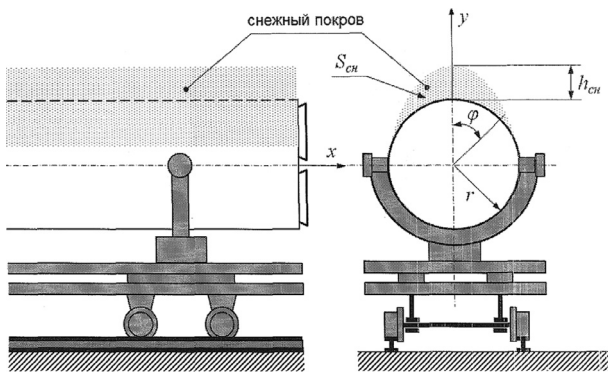


Рис. 5. Распределение высоты снежного покрова по поверхности РН

Принимая закон распределения высоты снежного покрова по поверхности РН «косинусоидальным» (см. рис. 5), для определения площади его сечения можно воспользоваться следующим выражением [12]:

$$S_{сн} = \int_{-\pi/2}^{\pi/2} h_{сн} \cos \varphi r d\varphi = 2h_{сн} r, \quad (6)$$

где:

- $h_{сн}$ — высота снежного покрова;
- r — радиус РН.

Приравняв выражения (4) и (5) и учитывая выражение (6), предельно допустимое значение высоты снежного покрова можно определить по формуле:

$$h_{сн} = \frac{(m_{сyx} - m_{дв1} - m_{дв2})(n_y - 1)}{2r(l_0 - l_{кгч})\rho_{сн}}. \quad (7)$$

Поясним определение предельно допустимой величины снегового покрова, возникающего на корпусе РН при нахождении ее на ТУТ в период снегопада, на числовом примере. Пусть заданы следующие исходные данные:

«Сухая» масса РН (РКН без космической головной части) $m_{сyx} = 7,1 \cdot 10^3$ кг; масса двигателя первой ступени РН $m_{дв1} = 1,33 \cdot 10^3$ кг; масса двигателя второй ступени РН $m_{дв2} = 0,26 \cdot 10^3$ кг; допустимая поперечная перегрузка $n_y = 2,0$ м⁻¹; радиус РН $r = 1,2$ м.; длина РКН $l_0 = 32,4$ м.; длина космической головной части (КГЧ) (конической части головного обтекателя) $l_{кгч} = l_{Гок} = 2,9$ м.; плотность снега $\rho_{сн} = 300$ кг/м³.

Рассчитаем предельно допустимое значение высоты снежного покрова по формуле (7):

$$h_{сн} = \frac{(7,1 \cdot 10^3 - 1,33 \cdot 10^3 - 0,26 \cdot 10^3)(2,0 - 1,0)}{2 \cdot 1,2(32,4 - 2,9) \cdot 300} = 0,26 \text{ (м)}.$$

В заключение определим значение предельной скорости ветра, допускающей нахождение ракеты-носителя на пусковом устройстве.

Ракета космического назначения, установленная на пусковой установке (ПУ) (рис. 6), должна занимать устойчивое положение и не опрокидываться. Потеря устойчивости РН на ПУ возможна по двум причинам [12]: от действия составляющей силы тяжести, возникающей при положении РН, отличном от вертикального; от ветровой нагрузки при скорости

ветра, превышающей величину, установленную в эксплуатационной документации.

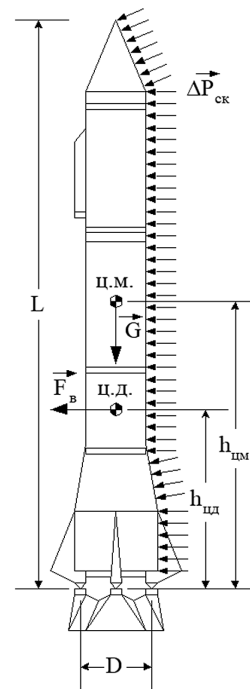


Рис. 6. К определению устойчивости РКН на ПУ при действии ветровой нагрузки

Несмотря на то, что современные системы горизонтирования ПУ обеспечивают точность 1' (угловая минута), продольная ось РН занимает положение, отличное от вертикального. Угол между продольной осью РН и местной вертикалью есть угол наклона ракеты a_n . Так как РКН имеет значительную длину, то при установке ее на ПУ линейное отклонение ее верхней точки от вертикального при угле наклона $0,5^\circ$ может достигать 25–35 см при длине РКН 30–40 м.

Угол наклона РН a_n оказывает существенное влияние не только на устойчивость РН, но и на функционирование систем прицеливания и управления РН.

Устойчивость ракеты на ПУ от опрокидывания без учета ветровой нагрузки оценивается предельным углом устойчивости по опрокидыванию или конструктивным углом устойчивости $a_{пр}$, под которым понимается наибольшее значение угла наклона ракеты a_n , при котором ракета сохраняет еще устойчивое положение и не опрокидывается [12]. Значение конструктивного угла устойчивости по опрокидыванию находится из условия, что линия действия силы тяжести G пройдет через точку опрокидывания:

$$\alpha = \arctg \left(\frac{D}{2h_{цм}} \right), \quad (8)$$

где D — диаметр окружности, на которой лежат точки контакта опорных кронштейнов. Из анализа (8) следует, что устойчивость ракеты на ПУ повышается с увеличением диаметра D и уменьшением высоты центра масс РКН.

Так как для РН с ЖРД высота центра массы «сухой» (незаправленной) РКН существенно меньше, чем

высота центра массы, заправленной РКН, то устойчивость «сухой» РКН существенно выше устойчивости заправленной РКН.

В процессе нахождения ракеты-носителя (РН) на пусковом устройстве (ПУ) ее корпус может испытывать воздействия ветровой нагрузки, стремящиеся опрокинуть РН или вызвать изгибающие напряжения в корпусе, превышающие допустимые значения.

Силы, действующие на корпус РН в вертикальном положении, и вид эпюры изгибающего момента от ветровой нагрузки представлены на рис. 7. Условие равновесия РН относительно линии стартовых опор запишется в виде неравенства возмущающего и восстановительного (статического) моментов: $M_{возм} f \leq M_{восст}$.

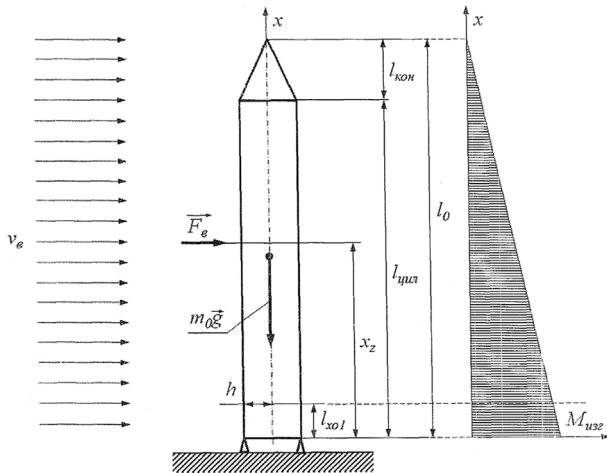


Рис. 7. Силы и изгибающий момент, действующие на корпус РН в вертикальном положении

или

$$F_{\text{в}} x_z f \leq m_0 g h_{\text{мин}}, \quad (9)$$

где:

$F_{\text{в}}$ — равнодействующая сила ветровой нагрузки:

$$F_{\text{в}} = C_z \rho_{\text{в}} \frac{v_{\text{в}}^2}{2} S_z, \text{ Н; } x \approx \frac{l_0}{2}$$

плечо приложения равнодействующей силы $F_{\text{в}}$, м;

S_z — площадь поперечного сечения корпуса РН в направлении ветра: $S_z = 2rl_{\text{цил}} + rl_{\text{кон}}$, м²;

$h_{\text{мин}}$ — минимальное плечо восстановительного момента, учитывая расположение опорных кронштейнов и возможное направление ветра (см. рис. 8): $h_{\text{мин}} = r \sin j$, м.

После подстановки в условие равновесия (9) выражений для его составляющих условие равновесия примет следующий вид:

$$C_z \rho_{\text{в}} \frac{v_{\text{в}}^2}{2} (2rl_{\text{цил}} + rl_{\text{кон}}) \frac{l_0}{2} f \leq m_0 g \cdot r \sin \varphi. \quad (10)$$

Тогда уравнение для определения предельно допустимой скорости ветра $v_{\text{в доп}}$ с учетом выражения (10) примет следующий вид:

$$v_{\text{в доп}} = \sqrt{\frac{2gm_0 \sin \varphi}{C_z \rho_{\text{в}} (2l_{\text{цил}} + l_{\text{кон}}) l_0 f}}, \quad (11)$$

где:

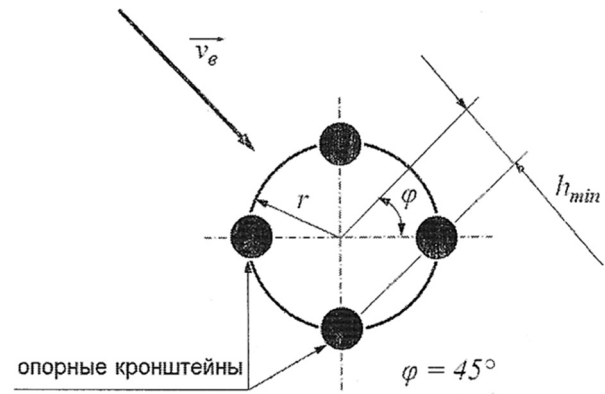


Рис. 8. Расположение опорных кронштейнов и возможное направление ветра

- g — стандартное ускорение свободного падения;
- m_0 — стартовая масса РКН;
- φ — угол направления ветра относительно РКН;
- C_z — коэффициент аэродинамической боковой силы;
- $\rho_{\text{в}}$ — плотность воздуха;
- $l_{\text{цил}}$ — длина цилиндрической части РКН, равная $l_0 - l_{\text{кон}}$;
- $l_{\text{кон}}$ — длина конической части РКН, равная $l_{\text{кон}}$;
- l_0 — длина РКН;
- f — коэффициент безопасности.

Поясним определение значения предельной скорости ветра, допускающей нахождение ракеты-носителя на пусковом устройстве, на числовом примере. Пусть заданы следующие исходные данные: стартовая масса РКН $m_0 = 109,0 \cdot 10^3$ кг; угол направления ветра относительно РКН $\varphi = 45^\circ$; коэффициент аэродинамической боковой силы $C_z = 0,6$; плотность воздуха $\rho_{\text{в}} = 1,25$ кг/м³; длина цилиндрической части РКН $l_{\text{цил}} = 32,4 - 2,9 = 29,5$ (м); длина конической части РКН $l_{\text{кон}} = 2,9$ м; длина РКН $l_0 = 32,4$ м; коэффициент безопасности $f = 1,5$; стандартное ускорение свободного падения $g = 9,8$ м/с².

Рассчитаем предельно допустимую скорость ветра по формуле (11):

$$v_{\text{в доп}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 9,8 \cdot 109,0 \cdot 10^3 \sin 45^\circ}{0,6 \cdot 1,25 \cdot (2 \cdot 29,5 + 2,9) \cdot 32,4 \cdot 1,5}} = \sqrt{\frac{1510663}{2256}} = 26 \text{ (м/с)}.$$

Условие нахождения РН на ПУ $v_{\text{в доп}} \leq 26$ м/с.

Заключение

Таким образом, в статье предложен способ предотвращения предпосылок возникновения чрезвычайных ситуаций на космических ракетных комплексах путем нормирования предельно допустимых значений метеорологических природных факторов (скорости ветра и толщины снежного покрова), которые могут вызвать повреждения ракеты-носителя и технологического оборудования при транспортировании РН на старт, подготовке к пуску на старте и самом пуске. Рассмотрены модели, позволяющие осуществить

нормирование предельно допустимых значений метеорологических природных факторов при транспортировании РН на старт и работах на старте, а именно: расчет предельной скорости ветра, допускающей транспортирование ракеты-носителя с технического комплекса на стартовый комплекс; определение

предельно допустимой величины снегового покрова, возникающего на корпусе ракеты-носителя при нахождении ее на транспортно-установочной тележке в период снегопада; определение предельной скорости ветра, допускающей нахождение ракеты-носителя на пусковом устройстве.

Литература

1. Космодромы — настоящее и будущее космических стартов / А. С. Фадеев // Транспортная стратегия — XXI век. 2009. № 5. С. 22–31.
2. Золотухина О. И. Атмосферные условия, ограничивающие пуски ракет космического назначения в районе космодромов «Байконур» и «Восточный»: Автореф. дисс. на соискание уч. ст. канд. географ. наук. Пермь, 2017. 25 с. // <https://www.disserscat.com/content/atmosfernye-usloviya-ogranichivayushchie-puski-raket-kosmicheskogo-naznacheniya-v-raione-kos/read>.
3. Миронов А. Н., Загорный С. В., Шестопалова О. Л. К вопросу обеспечения экологической безопасности при эксплуатации комплексов заправки ракет космического назначения // Экология и развитие общества. 2018. № 1(24). С. 52–56.
4. Андреева Е. С., Нестерова И. С. Экологические риски функционирования объектов космической отрасли // Международный научно-исследовательский журнал. 2023. № 2 (128). С. 1–9. DOI: <https://doi.org/10.23670/IRJ.2023.128.74>.
5. Чрезвычайные ситуации природного характера: виды и классификация // <https://fireman.club/statyi-polzovateley/chrezvychaynyie-situatsii-prirodnogo-proishozhdeniya-vidyi-i-klassifikatsiya/>.
6. Ломакин М. И., Докукин А. В., Мошков В. Б., Ниязова Ю. М. Модель ранжирования чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характера. Ч. 1 // Технологии гражданской безопасности. 2023. № 2.
7. Фадеев А. С. Прогнозирование экологических последствий космической деятельности космодрома «Восточный» // Вопросы электромеханики. 2012. Т. 129. С. 21–32.
8. Гусельникова У. В. Определение оценки воздействия на природную среду территорий, подверженных влиянию космической деятельности (на примере Архангельской области) // Молодой ученый. 2021. № 27 (369). С. 105–108.
9. Осико С. М. Экологические проблемы ракетно-космической деятельности: влияние ракетного топлива на состояние окружающей среды в районах падения отработавших ступеней // Молодой ученый. 2020. № 23 (313). С. 482–485.
10. Миронов А. Н., Загорный С. В., Шестопалова О. Л. Модели прямого нечеткого экспертного прогнозирования риска при возникновении нештатных ситуаций на комплексах заправки ракет космического назначения // Информация и космос. 2018. № 3. С. 139–142.
11. Введение в ракетно-космическую технику: Учеб. пособ. Т. 1 / А. П. Аверьянов, Л. Г. Азаренко, Г. Г. Вокин и др. М.: Инфра-Инженерия, 2018. 380 с.
12. Основы расчета режимов эксплуатации корпуса ракеты-носителя: монография / А. Ю. Карчин, К. Б. Болдырев, К. Н. Егоров. СПб.: ВКА имени А. Ф. Можайского, 2012. 68 с.
13. Ломакин М. И., Сухов А. В. Оценка показателей качества, описываемых моделью «нагрузка-прочность» // Информационно-экономические аспекты стандартизации и технического регулирования. 2018. № 4(44). С. 22.

Сведения об авторах

Ломакин Михаил Иванович: д.т.н., д.э.н., проф., ФГБУ ВНИИ ГОЧС (ФЦ), гл. н. с. института. Москва, Россия. SPIN-код: 4943-3724.

Миронов Андрей Николаевич: д.т.н., проф., Военная инженерно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, проф. каф. конструкции ракет-носителей (и ракетных двигателей). Санкт-Петербург, Россия. SPIN-код: 5146-6208.

Шестопалова Ольга Львовна: к. т. н., доц., Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), филиал «Восход» в г. Байконуре, зав. кафедрой «Вычислительные системы и технологии». Байконур, Респ. Казахстан. SPIN-код: 8157-5197.

Information about authors

Lomakin Mikhail I.: ScD (Technical Sc., Economic Sc.), Professor, VNIИ GOChS (FC), Chief Researcher of the Institute. Moscow, Russia. SPIN-scientific: 4943-3724.

Mironov Andrey N.: ScD (Technical Sc), Professor, Mozhaisky Military Engineering and Space Academy, Professor of the Department of Design of Launch Vehicles (and Rocket Engines). St. Petersburg, Russia. SPIN-scientific: 5146-6208.

Shestopalova Olga L.: PhD (Technical Sc.), Associate Professor, Moscow Aviation Institute (National Research University), Voskhod branch in Baikonur, Head of the Department «Computing Systems and Technologies». Baikonur, Rep. Kazakhstan. SPIN-scientific: 8157-5197.